

(12)特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局



(43) 国際公開日
2004 年 8 月 19 日 (19.08.2004)

PCT

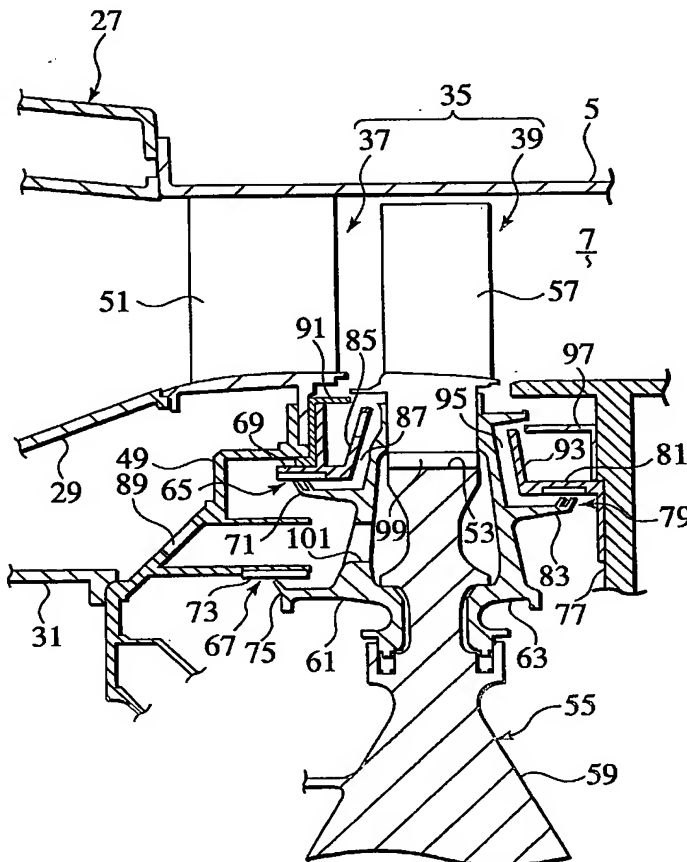
(10) 国際公開番号
WO 2004/070171 A1

- (51) 国際特許分類⁷: F01D 5/08, 11/02, F02C 7/18, 7/28
(21) 国際出願番号: PCT/JP2003/002556
(22) 国際出願日: 2003 年 3 月 5 日 (05.03.2003)
(25) 国際出願の言語: 日本語
(26) 国際公開の言語: 日本語
(30) 優先権データ:
特願2003-028128 2003 年 2 月 5 日 (05.02.2003) JP
(71) 出願人 (米国を除く全ての指定国について): 石川
島播磨重工業株式会社 (ISHIKAWAJIMA-HARIMA
HEAVY INDUSTRIES CO., LTD.) [JP/JP]; 〒100-8182
東京都千代田区大手町2丁目2番1号 Tokyo (JP).
(72) 発明者; および
(75) 発明者/出願人 (米国についてのみ): 大北 洋治
(OKITA, Yoji) [JP/JP]; 〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229 石川島播磨重工業株式会社 瑞穂工
場内 Tokyo (JP). 山脇 栄道 (YAMAWAKI, Shigemichi)
[JP/JP]; 〒190-1297 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷
229 石川島播磨重工業株式会社 瑞穂工場内 Tokyo
(JP).
(74) 代理人: 三好 秀和 (MIYOSHI, Hidekazu); 〒105-0001
東京都港区虎ノ門1丁目2番3号 虎ノ門第一ビル9階
Tokyo (JP).
(81) 指定国 (国内): GB, US.
添付公開書類:
— 国際調査報告書

[続葉有]

(54) Title: GAS TURBINE ENGINE

(54) 発明の名称: ガスタービンエンジン



A gas turbine engine, comprising a front cooling plate (85) fitted to a front stationary part (69) near the front side of a turbine disk (55), a front cooling flow passage (87) formed between the opposed face of the front cooling plate (85) and the front face of the rim part of the turbine disk (55), a rear cooling plate (93) fitted to a rear stationary part (81) near the rear side of the turbine disk (55), and a rear cooling flow passage (95) formed between the opposed face of the rear cooling plate (93) and the rear face of the rim part of the turbine disk (55).

(57) 要約: ガスタービンエンジンであって、タービンディスク (55) 前側近傍のフロント静止部 (69) に設けられフロント冷却プレート (85) と、このフロント冷却プレート (85) の対向面とタービンディスク (55) のリム部の前側面との間に形成されたフロント冷却流路 (87) と、タービンディスク (55) の後側近傍のリア静止部 (81) に設けられたリア冷却プレート (93) と、このリア冷却プレート (93) の対向面とタービンディスク (55) のリム部の後側面との間に形成されたリア冷却流路 (95) とを備えている。

Best Available Copy

WO 2004/070171 A1

WO 2004/070171 A1



2文字コード及び他の略語については、定期発行される
各PCTガゼットの巻頭に掲載されている「コードと略語
のガイダンスノート」を参照。

明細書

ガスタービンエンジン

5 技術分野

本発明は、燃焼ガスの膨張によってタービンを駆動させることにより、タービンから回転力を得たり、又は前記タービン側から噴射される燃焼ガスの噴射によって推進力を得ることができる、例えばジェットエンジン等の
10 ガスタービンエンジンに関する。

背景技術

従来、ガスタービンエンジンの一例としてジェットエンジンの先行技術として日本国公開特許公報の特開平 8
15 - 296455 号（1996 年公開）において開示されているものがあり、この先行技術について簡単に説明すると、次のようになる。

前記ジェットエンジンは、空気を取り入れるファンと、このファンによって取り入れた空気を圧縮する圧縮機と、
20 この圧縮機によって圧縮された圧縮空気の中で燃料を燃焼させる燃焼器と、この燃焼器からの燃焼ガスの膨張によって駆動されると共に前記ファン及び前記圧縮機を連動して駆動するタービンとを備えている。

従って、前記ファンの駆動によって空気を取り入れ、
25 前記圧縮機の駆動によって取り入れた空気を圧縮する。

そして、前記燃焼器によって圧縮空気の中で燃料を燃焼させると、前記燃焼器からの燃焼ガスの膨張によって前記タービンを駆動させると共に、前記タービンによって前記ファン及び前記圧縮機を連動して駆動する。上述の一連の動作（前記ファンの駆動、前記圧縮機の駆動、前記燃焼器による燃焼、前記タービンの駆動）が連続して行われることにより、前記ジェットエンジンを適切に稼働させることができ、前記タービンから回転力を得たり、又は前記タービン側から噴射される燃焼ガスによって推進力を得ることができる。

ところで、前記ジェットエンジンの稼働中において、前記タービンにおけるタービンディスクの高速回転によって前記タービンディスクのリム部には過大な遠心力が働く。一方、前記燃焼器からの燃焼ガスの影響によって前記タービンディスクが高温になって、前記タービンディスクの許容応力が低下する。そのため、前記ジェットエンジンにあっては、次のような構成により前記タービンディスクの温度を十分に下げるようにしている。

即ち、前記タービンディスクのリム部には複数の冷却孔が周方向へ適宜に形成されており、各冷却孔はそれぞれ冷却空気として圧縮空気の一部が流入可能である。また、前記タービンディスクの前側近傍の静止部には冷却ダクトが設けられており、この冷却ダクトは前記複数の冷却孔に連通してあって、冷却空気を前記複数の冷却孔へ誘導するものである。

従って、前記ジェットエンジンの稼働中に、冷却空気が前記冷却ダクトによって前記複数の冷却孔へ誘導され、前記複数の冷却孔内に流入される。これにより、前記タービンディスクのリム部を冷却して、前記タービンディスクの許容応力の低下を抑制することができる。

しかしながら、前記ジェットエンジンを高出力状態で稼働させると、前記タービンディスクの回転速度が速くなって、多量の燃焼ガスが前記タービンディスクのリム部からディスク中心側に向かって巻き込まれることになる。そのため、前記冷却流路に流入させる冷却空気の流量を増大して、前記タービンディスクを十分に冷却する必要がある。一方、前記タービンディスクを十分に冷却すると、冷却空気の消費流量の増大によるエネルギー損失によって、前記ジェットエンジンのエネルギー効率が低下する。

本発明は上述の課題を解決するためになされたもので、その第一の目的は、エネルギー効率の低下を抑制することにより高出力状態で稼働させることができるガスタービンエンジンを提供することにある。

20 本発明の第二の目的は、小流量の冷却空気を流入させるだけで、燃焼ガスがタービンディスクの中心側に向かって巻き込まれることを十分に抑制することができるガスタービンエンジンを提供することにある。

上記目的を達成するために、本願発明の第1アスペクトに基づくガスタービンエンジンは、空気を圧縮する圧縮機と、この圧縮機によって圧縮された圧縮空気の中で燃料を燃焼させる燃焼器と、この燃焼器からの燃焼ガスの膨張によって駆動されると共に前記圧縮機を連動して駆動するタービンとを備えてなるガスタービンエンジンであって、

前記タービンにおけるタービンディスク近傍の静止部に設けられ、前記タービンディスクのリム部の側面に対向するように前記タービンディスクのディスク径方向へ延びてあって、対向する前記リム部の側面に近接した冷却プレートと、

この冷却プレートの対向面と前記リム部の側面との間に形成され、冷却空気として圧縮空気の一部が流入可能な冷却流路と、を備えている。

本願発明の第1アスペクトによると、前記圧縮機の駆動によって空気を圧縮する。そして、前記燃焼器によって圧縮空気の中で燃料を燃焼させると、前記燃焼器からの燃焼ガスの膨張によって前記タービンを駆動させる共に、前記タービンによって前記圧縮機を連動して駆動する。上述の一連の動作（前記圧縮機の駆動、前記燃焼器による燃焼、前記タービンの駆動）が連続して行われることにより、前記ガスタービンエンジンを適切に稼働させることができ、前記タービンから回転力を得たり、又は前記タービン側から噴射される燃焼ガスによって推進

力を得ることができる。

前記ガスタービンの稼働中において、冷却空気が前記冷却流路内に流入されて、主流路側へ放出される。ここで、前記冷却プレートが前記リム部の側面に対向するよう
5 うに前記ディスク径方向へ延びてあって、前記冷却プレートの対向面が前記リム部の側面に近接しているため、前記冷却流路内において冷却効果の高い循環冷却空気流層が形成される。これにより、前記冷却流路内に小流量の冷却空気が流入させるだけで、燃焼ガスが前記リム部
10 側からディスク中心側に向かって巻き込まれることを十分に抑制することができる。

、前記タービンディスク全体の冷却に要する冷却空気の消費流量を少なくして、前記ガスタービンエンジンのエネルギー効率の低下を抑制しつつ、前記ガスター
15 ービンエンジンを高出力状態で稼働させることができる。

本願発明の第2アспектに基づくガスタービンエンジンは、前記第1アспектに基づくガスタービンエンジンにおいて、前記冷却プレートの対向面が前記リム部の側面に対して略平行になるように構成されている。

20 本願発明の第2アспектによると、前記冷却プレートの対向面が前記リム部の側面に対して略平行になるため、前記冷却流路内においてより冷却効果の高い循環冷却空気流層を形成することができる。

従って、前記効果がより一層向上する。

25 本願発明の第3アспектに基づくガスタービンエン

ジンは、空気を圧縮する圧縮機と、この圧縮機によって
圧縮された圧縮空気の中で燃料を燃焼させる燃焼器と、
この燃焼器からの燃焼ガスの膨張によって駆動されると
共に前記圧縮機を連動して駆動するタービンとを備えて
5 なるガスタービンエンジンであって、

前記タービンにおけるタービンディスク前側近傍のフ
ロント静止部に設けられ、前記タービンディスクのリム
部の前側面に対向するように前記ディスク径方向へ延び
てあって、対向面が前記リム部の前側面に近接したフロ
10 ント冷却プレートと、

このフロント冷却プレートの対向面と前記リム部の前
側面との間に形成され、冷却空気として圧縮空気の一部
が流入可能なフロント冷却流路と、

前記タービンディスクの後側近傍のリア静止部に設け
15 られ、前記リム部の後側面に対向するように前記ディス
ク径方向へ延びてあって、対向面が前記リム部の後側面
に近接したリア冷却プレートと、

このリア冷却プレートの対向面と前記リム部の後側面
との間に形成され、冷却空気として圧縮空気の一部が流
20 入可能なリア冷却流路と、を備えている。

本願発明の第3アспектによると、前記圧縮機の駆
動によって空気を圧縮する。そして、前記燃焼器によっ
て圧縮空気の中で燃料を燃焼させると、前記燃焼器から
の燃焼ガスの膨張によって前記タービンを駆動させると
25 共に、前記タービンによって前記圧縮機を連動して駆動

する。上述の一連の動作（前記圧縮機の駆動、前記燃焼器による燃焼、前記タービンの駆動）が連続して行われることにより、前記ガスタービンエンジンを適切に稼働させることができ、前記タービンから回転力を得たり、

- 5 又は前記タービン側から噴射される燃焼ガスによって推進力を得ることができる。

- 前記ガスタービンの稼働中において、冷却空気が前記フロント冷却流路内及び前記リア冷却流路内に流入されて、主流路側へ放出される。ここで、前記フロント冷却
- 10 プレートが前記リム部の前側面に対向するように前記ディスク径方向へ延びてあって、前記フロント冷却プレートの対向面が前記リム部の前側面に近接しているため、前記フロント冷却流路内において冷却効果の高い循環冷却空気流層が形成される。同様に、前記リア冷却プレ
- 15 トを前記リム部の後側面に対向するように前記ディスク径方向へ延びてあって、前記リア冷却プレートの対向面が前記リム部の後側面に近接しているため、前記リア冷却流路内において冷却効果の高い循環冷却空気流層が形成される。これにより、前記フロント冷却流路内及び前
- 20 記リア冷却流路内に小流量の冷却空気が流入されるだけで、燃焼ガスが前記リム部からディスク中心側に向かって巻き込まれることを十分に抑制することができる。

- 従って、前記タービンディスク全体の冷却に要する冷却空気の消費流量を少なくして、前記ガスタービンエン
- 25 ジンのエネルギー効率の低下を抑制しつつ、前記ガスタ

ービンエンジンを高出力状態で稼働させることができる。

本願発明の第4アスペクトに基づくガスタービンエンジン
5 ジンは、前記第3アスペクトに基づくガスタービンエンジンにおいて、前記フロント冷却プレートの対向面が前記リム部の前側面に対して略平行になるように構成し、
前記リア冷却プレートの対向面が前記リム部の後側面に略平行になるように構成されている。

本願発明の第4アスペクトによると、前記フロント冷却プレートの対向面が前記リム部の前側面に対して略平行になるため、前記フロント冷却流路内においてより冷却効果の高い循環冷却空気流層を形成することができる。
10 同様に、前記リア冷却プレートの対向面が前記リム部の後側面に対して略平行になるため、前記リア冷却流路内においてより冷却効果の高い循環冷却空気流層を形成
15 することができる。

従って、前記フロント冷却流路内及び前記リア流路内においてより冷却効果の高い循環冷却空気流層を形成することができるため、前記効果がより一層向上する。

20 図面の簡単な説明

図1は、図2における矢視部Iの拡大図である。

図2は、本発明の実施の形態に係わるジェットエンジンの概略的な図であって、一部を断面している。

図3Aは、フロント冷却プレートを用いた場合における、フロントシールのリム部周辺の無次元化した温度の
25

分布状態を示す図である。

図 3 B は、フロント冷却プレートを用いてない場合における、フロントシールのリム部周辺の無次元化した温度の分布状態を示す図である。

5 図 4 A は、リア冷却プレートを用いた場合における、リアシールのリム部周辺の無次元化した温度の分布状態を示す図である。

図 4 B は、リア冷却プレートを用いない場合における、リアシールのリム部周辺の無次元化した温度の分布状態
10 を示す図である。

図 5 は、フロント冷却プレートをフロントシールのリム部周辺の各部位のサイズの対比を説明するための部分拡大図である。

図 6 は、リア冷却プレートを含むリアシールのリム部
15 周辺の各部位のサイズの対比を説明するための部分拡大図である。

発明を実施するための最良の形態

以下、本発明の実施の形態について図 1 及び図 2 を参照して説明する。
20

図 1 は、図 2 における矢視部 I の拡大図であって、図 2 は、本発明の実施の形態に係わるジェットエンジンの概略的な図であって、一部を断面している。ここで、「前」とは、図 1 及び図 2 において左のことをいい、「後」は、
25 図 1 及び図 2 において右のことをいう。

図 2 に示すように、本発明の実施の形態に係わるジェットエンジン（ガスタービンエンジンの一つ）1 は、航空機に用いられものであるであって、外筒フレーム 3 と、この外筒フレーム 3 の内側に一体的に設けられた内筒フレーム 5 とをベースとして備えている。内筒フレーム 5 の内側には環状の主流路（コア流路）7 が形成されてており、外筒フレーム 3 の内側と内筒フレーム 5 の外側との間には環状のバイパス流路 9 が形成されている。

内筒フレーム 5 の前端部にはファン 11 が回転可能に設けられており、このファン 11 は、主流路 7 内及びバイパス流路 9 内へ空気を取り込むものである。また、ファン 11 の中央部には空気を案内するインレットコーン 13 が設けられている。

内筒フレーム 5 におけるファン 11 の後側には低圧圧縮機 15 が設けられており、この低圧圧縮機 15 は、主流路 7 内に取り入れた空気を低圧圧縮するものである。また、この低圧圧縮機 15 は、内筒フレーム 5 に主流方向（図 2 において左方向）に沿って設けられた複数段の低圧圧縮機ステータ 17 と、内筒フレーム 5 に主流方向に沿って回転可能に設けられた複数段の低圧圧縮機ロータ 19 とを備えている。ここで、複数段の低圧圧縮機ステータ 17 と複数段の低圧圧縮機ロータ 19 は交互に配置されてあって、複数の低圧圧縮機ロータ 19 はファン 11 に一体的に連結されている。

内筒フレーム 5 における低圧圧縮機 15 の後方側には

高圧圧縮機 2 1 が設けられており、この高圧圧縮機 2 1 は、低圧圧縮された圧縮空気を更に高圧圧縮するものである。また、高圧圧縮機 2 1 は、内筒フレーム 5 に主流方向に沿って設けられた複数段の高圧圧縮機ステータ 2 3 と、内筒フレーム 5 に主流方向に沿って回転可能に設けられた複数段の高圧圧縮機ロータ 2 5 とを備えている。ここで、複数段の高圧圧縮機ステータ 2 3 と複数段の高圧圧縮機ロータ 2 5 は交互に配置されている。

内筒フレーム 5 における高圧圧縮機 2 1 の後側には燃焼器 2 7 が設けられており、この燃焼器 2 7 は、高圧圧縮された圧縮空気の中で燃料を燃焼させるものである。また、燃焼器 2 7 は、内筒フレーム 5 に設けられた環状の燃焼器ケーシング 2 9 と、この燃焼器ケーシング 2 9 の内側に設けられた環状の燃焼器ライナ 3 1 と、この燃焼器ライナ 3 1 に設けられかつ燃料を噴射する噴射ノズル 3 3 とを備えている。ここで、燃焼器ケーシング 2 9 の内部及び燃焼器ライナ 3 1 の内部はそれぞれ主流路 7 の一部を形成するものであって、燃焼器ケーシング 2 9 の内部と燃焼器ライナ 3 1 の内部は複数の連通孔（図示省略）によって連通されている。

内筒フレーム 5 における燃焼器 2 7 の後側には高圧タービン 3 5 が設けられており、この高圧タービン 3 5 は、燃焼器 2 7 からの燃焼ガスの膨張によって駆動されると共に高圧圧縮機 2 1 を連動して駆動するものである。また、高圧タービン 3 5 は、内筒フレーム 5 に設けられた

高圧タービンステータ 3 7 と、内筒フレーム 5 に回転可能に設けられた高圧タービンロータ 3 9 とを備えている。ここで、高圧タービン 3 5 が駆動されると高圧圧縮機 2 1 を連動して駆動することができるように、高圧タービンロータ 3 9 は高圧圧縮機ロータ 2 5 に高圧タービン軸（図示省略）を介して一体的に連結されている。

内筒フレーム 5 における高圧タービン 3 5 の後方側には低圧タービン 4 1 が設けられており、この低圧タービン 4 1 は、燃焼ガスの膨張によって駆動される共に低圧圧縮機 1 5 及びファン 1 1 を連動して駆動するものである。また、低圧タービン 4 1 は、内筒フレーム 5 に主流方向に沿って設けられた低圧タービンステータ 4 3 と、内筒フレーム 5 に回転可能に設けられた複数段の低圧タービンロータ 4 5 とを備えている。ここで、複数段の低圧タービンステータ 4 3 と複数段の低圧タービンロータ 4 5 は交互に配置されてあって、低圧タービン 4 1 が駆動されると低圧圧縮機 1 5 及びファン 1 1 を連動して駆動することができるように、低圧タービンロータ 4 5 は低圧圧縮機ロータ 1 9 に低圧タービン軸（図示省略）を介して一体的に連結されている。

内筒フレーム 5 の後端部には主流路 7 における低圧タービン 4 1 側から噴出された燃焼ガスを案内するテールコーン 4 7 が設けられている。なお、主流路 7 から噴出される燃焼ガスは、バイパス流路 9 から噴出される空気により筒状に包まれるものである。

次に、本発明の実施の形態の要部である高圧タービン 35 の具体的構成について説明する。

図 1 に示すように、高圧タービン 35 の構成要素である高圧タービンステータ 37 は、内筒フレーム 5 に固定された翼支持部材 49 と、この翼支持部材 49 に周方向へ等間隔に設けられた多数のタービン静翼 51（図面には 1 つのみ図示）等からなっている。

また、高圧タービン 35 の構成要素である高圧タービンロータ 39 は、内筒フレーム 5 に回転可能に設けられかつリム部（周縁部）に多数の切欠き 53 を有したタービンディスク 55 と、このタービンディスク 55 における多数の切欠き 53 に嵌合して設けられた多数のタービン動翼 57（図面には 1 つのみ図示）等からなっている。

更に、タービンディスク 55 は、多数の切欠き 53 を有した環状のディスク本体 59 と、このディスク本体 59 の前側に設けられかつタービン動翼 57 を前方向の移動しないように保持する環状のフロントシール 61 と、ディスク本体 59 の後側に設けられかつタービン動翼 57 を後方向へ移動しないように保持する環状のリアシール 63 とからなっている。

タービンディスク 55 は、燃焼器 27 からの燃焼ガスの影響によって高温になるため、本発明の実施の形態にあっては、次のような構成によりタービンディスク 55 等の温度を十分に下げるようにしている。

即ち、まず、高圧タービンステータ 37 と高圧タービ

ンロータ 39 との間には 2 つのフロントラビレンスシール 65, 67 が介在されており、フロントラビレンスシール 65, 67 は、燃焼ガスがタービンディスク 55 の前側を通過してタービンディスク 55 のディスク周囲部からディスク中心側（エンジン中心側）に向かって流れ込むことを抑制するものである。ここで、フロントラビレンスシール 65 は、翼支持部材 49 におけるタービンディスク 55 前側近傍に設けられた環状の静止側シール部材 69 と、フロントシール 61 に一体的に形成された環状の可動側シール部材 71 とからなっている。また、フロントラビレンスシール 67 は、翼支持部材 49 における静止側シール部材 69 の内側に設けられた環状の静止側シール部材 73 と、フロントシール 61 における可動側シール部材 71 の内側に一体的に形成された環状の可動側シール部材 75 とからなっている。

内筒フレーム 5 におけるタービンディスク 55 の後側にはリア静止部材 77 が設けられてあって、高圧タービンロータ 39 とリア静止部材 77 との間にはリアラビレンスシール 79 が介在されており、このリアラビレンスシール 79 は、燃焼ガスがタービンディスク 55 の後側を通過して前記ディスク中心側へ流れ込むことを抑制するものである。ここで、リアラビレンスシール 79 は、リア静止部材 77 におけるタービンディスク 55 後側近傍に設けられた環状の静止側シール部材 81 と、リアシール 63 に一体的に形成された環状の可動側シール部材 8

3 とからなっている。

なお、図示は省略してあるが、高圧タービンステータ
37 と高圧タービンロータ 39 の間、及び高圧タービン
ロータ 39 とリア静止部材 77 との間には、ラビレンス
5 シール 65, 67, 79 以外のラビレンスシールが適宜
に介在されてある。

そして、フロントラビレンスシール 65 における静止
側シール部材 69 には環状のフロント冷却プレート 85
が一体的に形成されており、このフロント冷却プレート
10 85 はフロントシール 61 のリム部の前側面（タービン
ディスク 55 のリム部の前側面）に対向するようター
ビンディスク 55 のディスク径方向へ延びている。こ
で、フロント冷却プレート 85 の対向面がフロントシ
ール 61 のリム部の前側面に近接しかつ略平行になるよう
15 に構成されている。また、フロント冷却プレート 85 の
対向面とフロントシール 61 のリム部の前側面との間
には冷却空気として圧縮空気の一部が流入可能なフロント
冷却流路 87 が形成されており、翼支持部材 49 には複
数の貫通孔 89（図面には 1 つのみ図示）が周方向に複
20 数個設けられてあって、このフロント冷却流路 87 は複
数の貫通孔 89 及びフロントラビレンスシール 65 の微
小間隙によって燃焼器ケーシング 29 内部における燃焼
器ライナ 31 の外側部分（冷却空気源の 1 つ）に連通さ
れている。

25 なお、フロント冷却プレート 85 が静止側シール部材

6 9 に一体的に形成される代わりに、翼支持部材 4 9 におけるタービンディスク 5 5 前側近傍に配置したフロントフランジ 9 1 に設けられるようにしても差し支えない。

また、リアラビリンスシール 7 9 における静止側シール部材 8 1 には環状のリア冷却プレート 9 3 が一体的に形成されており、このリア冷却プレート 9 3 はリアシール 6 3 のリム部の後側面（タービンディスク 5 5 のリム部の後側面）に対向するようにタービンディスク 5 5 のディスク径方向へ延びている。ここで、リア冷却プレート 9 3 の対向面がリアシール 6 3 のリム部の後側面に近接しかつ略平行になるように構成されている。また、リア冷却プレート 9 3 の対向面とリアシール 6 3 のリム部の後側面との間には冷却空気として圧縮空気の一部が流入可能なリア冷却流路 9 5 が形成されており、このリア冷却流路 9 5 はリアラビリンスシール 7 9 の微小間隙等によって適宜の冷却空気源に連通されている。

なお、リア冷却プレート 9 3 が静止側シール部材 8 1 に一体的に形成される代わりに、リア静止部材 7 7 におけるタービンディスク 5 5 後側近傍に配置したリアフランジ 9 7 に設けられるようにしても差し支えない。

また、各タービン動翼 5 7 は、それぞれ、日本国公開特許公報の特開平 2 0 0 2 - 3 0 3 1 0 1 号公報に示すように中空構造になっており、各タービン動翼 5 7 の後側面にはその翼内部に連通した多数の吹出し孔（図示省略）が形成されている。各タービン動翼 5 7 と対応する

切欠き 5 3 との間にはそれぞれ冷却空気としての圧縮空気の一部が流入可能な連絡冷却流路 9 9 が形成されており、各タービン動翼 5 7 の翼内部と対応する連絡冷却流路 9 9 はそれぞれ連通口（図示省略）を介して連通してある。更に、フロントシール 6 1 には複数の貫通孔 1 0 1（図面には 1 つのみ図示）が周方向へ適宜間隔に形成されてあって、各連絡冷却流路 9 9 は複数の貫通孔 1 0 1 及び複数の貫通孔 8 9 によって燃焼器ケーシング 2 9 内部における燃焼器ライナ 3 1 の外側部分に連通されている。

次に、本発明の実施の形態の作用について説明する。

まず、燃焼器 2 7 のスタータ装置（図示省略）の作動によって高圧圧縮機 2 1 を駆動させて、複数段の高圧圧縮機ロータ 2 5 を回転させることにより、複数段の高圧圧縮機ステータ 2 3 と複数段の高圧圧縮機ロータ 2 5 によって空気を圧縮する。これにより、ジェットエンジン 1 の稼働が開始される。なお、高圧タービンロータ 2 3 の回転数が所定の回転数に達したら、前記スタータ装置の作動を停止しておく。

そして、燃焼器 2 7 によって圧縮空気の中で燃料を燃焼させると、燃焼器ライナ 3 1 からの燃焼ガスの膨張によって高圧タービン 3 5 及び低圧タービン 4 1 を駆動させて、高圧タービンロータ 3 9 及び複数段の低圧タービンロータ 4 5 を回転させる。また、高圧タービン 3 5 によって高圧圧縮機 2 1 を連動して駆動して、高圧圧縮機

ロータ 2 5 を回転させると共に、低圧タービン 4 1 によって低圧圧縮機 1 5 及びファン 1 1 を連動して駆動して、複数段の低圧圧縮機ロータ 1 9 及びファン 1 1 を一体的に回転させる。これにより、ファン 1 1 の駆動によって
5 空気を主流路 7 内及びバイパス流路 9 内に取り入れ、複数段の低圧圧縮機ステータ 1 7 と複数段の低圧圧縮機ロータ 1 9 によって取り入れた空気を低圧圧縮し、更に、複数段の高圧圧縮機ステータ 2 3 と複数段の高圧圧縮機ロータ 2 5 によって低圧圧縮された圧縮空気を高圧圧縮する
10 ことができる。

上述のような一連の動作（ファン 1 1 の回転、低圧圧縮機 1 5 の駆動、高圧圧縮機 2 1 の駆動、燃焼器 2 7 による燃焼、高圧タービン 3 5 の駆動、低圧タービン 4 1 の駆動）が連続して行われることにより、ジェットエンジン 1 を適切に稼働させることができ、高圧タービン 3
15 5 から回転力を得たり、主流路 7 における低圧タービン 4 1 側から噴射される燃焼ガスによって推進力を得ることができる。なお、ジェットエンジン 1 の稼働中において、バイパス流路 9 から冷たい空気が噴出され、この冷
20 たい空気より燃焼ガスが包み込まれるため、燃焼ガスの噴出による騒音を抑制できる共に、燃料の消費を少なくすることができる。

ジェットエンジン 1 の稼働中において、フロントラブレンスシール 6 5 , 6 7 によって燃焼ガスがタービンディスク 5 5 の前側を
25 通ってタービンディスク 5 5 のディ

スク中心側に向かって流れ込むことを抑制すると共に、リアラビレンスシール 7 9 によって燃焼ガスがタービンディスク 5 5 の後側を通して前記ディスク中心側へ流れ込むことを抑制する。

- 5 更に、燃焼器ケーシング 2 9 内部における燃焼器ライナ 3 1 の外側部分からの冷却空気（圧縮空気の一部）が、複数の貫通孔 8 9 及びフロントラビレンスシール 6 5 の微小間隙を経由してフロント冷却流路 8 7 内に流入して、主流路 7 側へ放出される。また、前記適宜の冷却
- 10 空気源からの冷却空気が、リアラビレンスシール 7 9 の微小間隙を経由してリア冷却流路 9 5 内に流入されて主流路 7 側へ放出される。ここで、フロント冷却プレート 8 5 がフロントシール 6 1 のリム部の前側面に対向するように前記ディスク径方向へ延びてあって、フロント
- 15 冷却プレート 8 5 の対向面がフロントシール 6 1 のリム部の前側面に近接しているため、フロント冷却流路 8 7 内において冷却効果の高い循環冷却空気流層が形成される。同様に、リア冷却プレート 9 3 がリアシール 6 3 のリム部の後側面に対向するように前記ディスク径方向へ
- 20 延びてあって、リア冷却プレート 9 3 の対向面がリアシール 6 3 のリム部の後側面に近接しているため、リア冷却流路 9 5 内において冷却効果の高い循環冷却空気流層が形成される。これにより、フロント冷却流路 8 7 内及びリア冷却流路 9 5 内に小流量の冷却空気が流入される
- 25 だけで、燃焼ガスがフロントシール 6 1 のリム部側又は

リアシール 6 3 のリム部側からディスク中心側に向かって巻き込まれることを十分に抑制することができる。

以上により、タービンディスク 5 5 全体、特にフロントシール 6 1 のリム部及びリアシール 6 3 のリム部の温度を十分に下げることができる。

なお、燃焼器ケーシング 2 9 内部における燃焼器ライナ 3 1 の外側部分からの冷却空気が、複数の貫通孔 8 9 及び複数の貫通孔 1 0 1 を経由して連絡冷却流路 9 9 内に流入して、各タービン動翼 5 7 の翼内部を経由して各タービン動翼 5 7 における前記多数の吹出し孔から主流路 7 側へ吹出される。これにより、タービン動翼 5 7 の温度を十分に下げることができる。

以上の如き、本発明の実施の形態によれば、フロント冷却流路 8 7 内及びリア冷却流路 9 5 内に小流量の冷却空気が流入されるだけで、燃焼ガスがフロントシール 6 1 のリム部側又はリアシール 6 3 のリム部側からディスク中心側に向かって巻き込まれることを十分に抑制することができるため、タービンディスク 5 5 全体の冷却に要する冷却空気の消費流量を少なくして、ジェットエンジン 1 のエネルギー効率の低下を抑制しつつ、ジェットエンジン 1 を高出力状態で稼働させることができる。

次いで、本願発明に基づくジェットエンジン 1 の詳細について、図 3 A、図 3 B、図 4 A、図 4 B、図 5 及び図 6 を参照して以下に説明する。

まず、図 5 は、図 1 に示されているフロント冷却プレ

ート 8 5 を含むフロントシール 6 1 のリム部周辺の部分を拡大した図である。図中、S は、高圧タービンロータ 3 9 （特に、フロントシール 6 1 ）及び高圧タービンス
 5 テータ 3 7 のジェットエンジン 1 の軸方向の間隔であり、
 高圧タービンロータ 3 9 等が複数個設けられている場合は、それら複数の間隔の平均値である。一方、図中、S
 c は、高圧タービンロータ 3 9 及びフロント冷却プレー
 ト 8 5 のジェットエンジン 1 の軸方向の間隔であり、高
 圧タービンロータ 3 9 等が複数個設けられている場合は、
 10 それら複数の間隔の平均値である。ここで、これら 2 つ
 のファクターのプロポーションは、

$$S_c / S \geq 0.1 \sim 0.2$$

で設定されている。

図中、S c 2 は、フロントフランジ 9 1 の先端と前記
 15 フロント冷却プレート 8 5 の先端とのジェットエンジン
 1 の軸方向の最小間隔であり、前記ファクター S とのプ
 ロポーションは、

$$S_{c2} / S \geq 0.2$$

で設定されている。

20 図中、S r c は、前記フロントフランジ 9 1 の先端と
 前記フロント冷却プレート 8 5 の先端とのジェットエン
 ジン 1 の径方向の最小間隔であり、R a は、ジェットエ
 ンジン 1 の中心軸 A X からリムキャビティの中心位置ま
 での前記ジェットエンジン 1 の半径方向の距離であり、
 25 これら 2 つのファクターのプロポーションは、

$$S r c / R a \geq 0.005$$

で設定されている。

更に、図中、 $\theta d v$ は、前記ジェットエンジン 1 の子午面における前記高圧タービンロータ 39（特に、フロントシール 61）と前記フロント冷却プレート 85 のなす角度（絶対値）であり、

$$\theta d v \leq 10^\circ$$

で設定されている。

次に、図 6 は、リア冷却プレート 93 を含むリアシール 63 のリム部周辺の部分拡大図である。図中、 $S c$ は、高圧タービンロータ 39（特に、リアシール 63）及びリア冷却プレート 93 のジェットエンジン 1 の軸方向の間隔であり、高圧タービンロータ 39 等が複数個設けられている場合は、それら複数の間隔の平均値である。また、 $S c 2$ は、リアフランジ 97 の先端と前記リア冷却プレート 93 の先端とのジェットエンジン 1 の軸方向の最小間隔であり、 $S r c$ は、リアフランジ 97 の先端と前記リア冷却プレート 93 の先端とのジェットエンジン 1 の径方向の最小間隔である。更に、 $\theta d v$ は、前記ジェットエンジン 1 の子午面における前記高圧タービンロータ 39（特に、リアシール 63）と前記リア冷却プレート 93 のなす角度（絶対値）である。

上記リアシール 63 のリム部周辺の各々の間隔の各ファクターは、前述のフロントシール 61 のリム部周辺の各々の間隔の各ファクターのプロポーシジョン及び数値と

同様に、

$$S_c / S = 0.1 \sim 0.2$$

$$S_{c2} / S \geq 0.2$$

$$S_{rc} / R_a \geq 0.005 \quad \text{及び}$$

$$5 \quad \theta_{dv} \leq 10^\circ$$

で設定されている。

次に、上術の構成に基づき計測したリム部周辺の無次元化した温度の分布状態について説明する。

まず、図 3 A は、フロント冷却プレートを用いた場合
 10 における、フロントシールのリム部周辺の無次元化した温度の分布状態を示す図であって、図 3 B は、フロント冷却プレートを用いない場合における、フロントシールのリム部周辺の無次元化した温度の分布状態を示す図である。更に、図 4 A は、リア冷却プレートを用いた場合
 15 における、リアシールのリム部周辺の無次元化した温度の分布状態を示す図であって、図 4 B は、リア冷却プレートを用いない場合における、リアシールのリム部周辺の無次元化した温度の分布状態を示す図である。

図 3 A 及び図 3 B に示すように、フロント冷却プレート
 20 ト 8 5 を用いることによって、フロントシール 6 1 のリム部周辺の温度が大きく低下した。同様に、図 4 A 及び図 4 B に示すように、リア冷却プレート 9 3 を用いることによって、リアシール 6 3 のリム部周辺の温度が大きく低下した。

25 ところで、無次元化した温度とは、

計測位置の空気温度－冷却空気源の空気温度＝T

燃焼ガスのガス温度－冷却空気源の空気温度＝U

とした場合、

$$T / U$$

5

によって求められる。

従って、無次元化した温度が1 ($T/U=1$) という
ことは、そのポイントの空気温度は燃焼ガスのガス温度
と同じ温度であることを表していて、無次元化した温度
が0 ($T/U=0$) ということは、そのポイントの空気
10 温度は冷却空気源の空気温度と同じ温度であることを表
している。

上述の各部位の温度は、市販の流体温計等を用
いて求めた。

なお、日本国特許出願第2003-028128号(2
15 003年2月5日出願)の全内容が、参照により、本願
明細書に組み込まれている。

本発明は、前述の発明の実施の形態の説明に限るもの
ではなく、適宜の変更を行うことにより、その他種々の
態様で実施可能である。

請求の範囲

1. ガスタービンエンジンが、以下を含む：

空気を圧縮する圧縮機；

5 前記圧縮機によって圧縮された圧縮空気の中で燃料を燃焼させる燃焼器；

前記燃焼器からの燃焼ガスの膨張によって駆動されると共に前記圧縮機を連動して駆動するタービン；及び

10 前記タービンにおけるタービンディスク近傍の静止部に設けられる冷却プレートであって、前記タービンディスクのリム部の側面に向かうように前記タービンディスクのディスク面と対向する対向面が前記リム部の側面に近接した冷却プレート；

上記構成において、

15 前記冷却プレートの対向面と前記リム部の側面との間に、冷却空気として圧縮空気の一部が流入可能な冷却流路が形成されている。

2. 請求の範囲第1項のガスタービンエンジンにおいて、

20 前記冷却プレートの対向面が、前記リム部の側面に対して略平行になるように構成されている。

3. 請求の範囲第1項のガスタービンエンジンにおいて、

25 前記タービンを構成するタービンステータとタービンロータとの軸方向の間隔をSとし、前記タービンロータ

と前記冷却プレートとの軸方向の間隔を S_c とした場合、
両間隔の比が、

$$S_c / S = 0.1 \sim 0.2 \quad \text{である。}$$

- 5 4. 請求の範囲第3項のガスタービンエンジンが更に以下を含む：

前記タービンステータに設けられるフランジであって、
前記冷却プレートの先端に接近する方向に延伸している；

- 10 上記構成において、

前記フランジの先端と前記冷却プレートの先端との軸
方向の最小間隔を S_{c2} とした場合、前記間隔 S との比

$$S_{c2} / S \geq 0.2 \quad \text{である。}$$

15

5. 請求の範囲第4項のガスタービンエンジンにおいて、

前記フランジの先端と前記冷却プレートの先端との半
径方向の最小間隔を S_{rc} とし、前記タービンディスク
のリム部の中心から前記ガスタービンエンジンの中心ま

- 20 での距離を R_a とした場合、両間隔の比が、

$$S_{rc} / R_a \geq 0.005 \quad \text{である。}$$

6. 請求の範囲第3項のガスタービンエンジンにおいて、

- 25 前記ガスタービンエンジンの子午面における前記ター
ビンロータと前記冷却プレートのなす角度が、 10° 以

下である。

7. ガスタービンエンジンが以下を含む：

空気を圧縮する圧縮機；

- 5 前記圧縮機によって圧縮された圧縮空気の中で燃料を燃焼させる燃焼器；

前記燃焼器からの燃焼ガスの膨張によって駆動されると共に前記圧縮機を連動して駆動するタービン；

- 10 前記タービンにおけるタービンディスク前側近傍のフロント静止部に設けられ、前記タービンディスクのリム部の前側面に対向するように前記ディスク径方向へ延びてあって、対向面が前記リム部の前側面に近接したフロント冷却プレート；

- 15 前記フロント冷却プレートの対向面と前記リム部の前側面との間に形成され、冷却空気として圧縮空気の一部が流入可能なフロント冷却流路；

- 20 前記タービンディスクの後側近傍のリア静止部に設けられ、前記リム部の後側面に対向するように前記ディスク径方向へ延びてあって、対向面が前記リム部の後側面に近接したリア冷却プレート；及び

前記リア冷却プレートの対向面と前記リム部の後側面との間に形成され、冷却空気として圧縮空気の一部が流入可能なリア冷却流路。

- 25 8. 請求の範囲第7項のガスタービンエンジンにおいて、

前記フロント冷却プレートの対向面が、前記リム部の前側面に対して略平行になるように構成されている；及び

前記リア冷却プレートの対向面が前記リム部の後側面
5 に略平行に構成されている。

1/6

FIG. 1

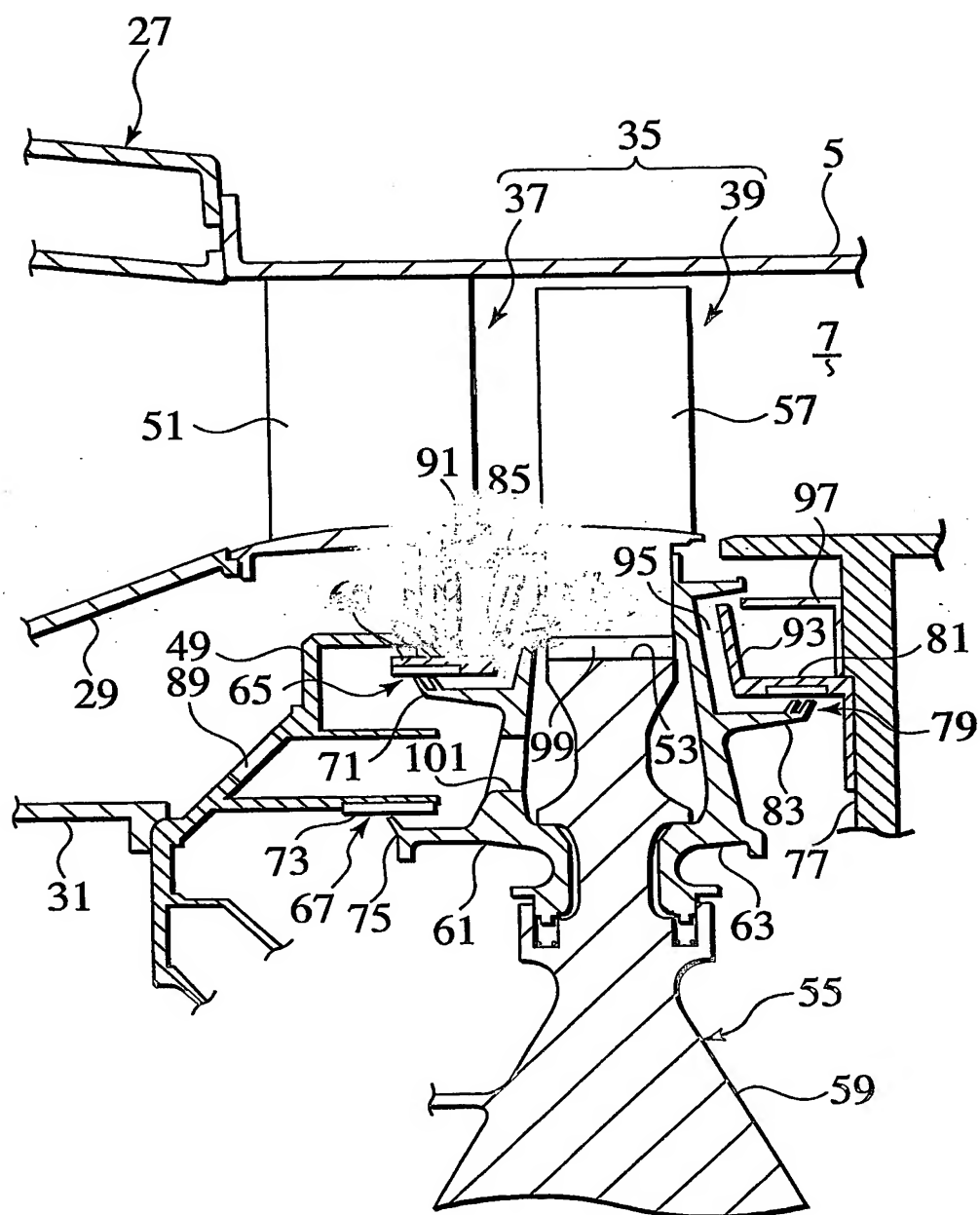


FIG. 2

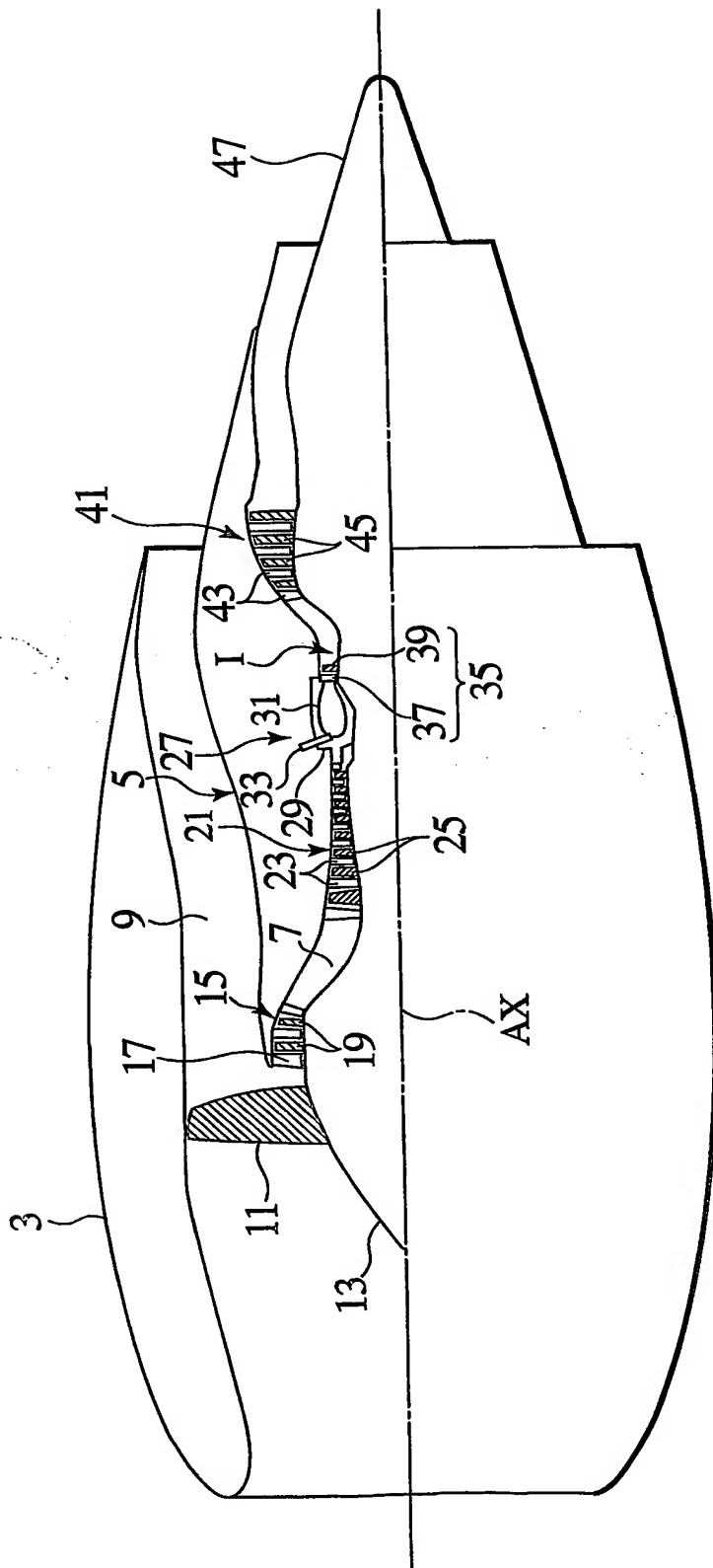


FIG. 3A

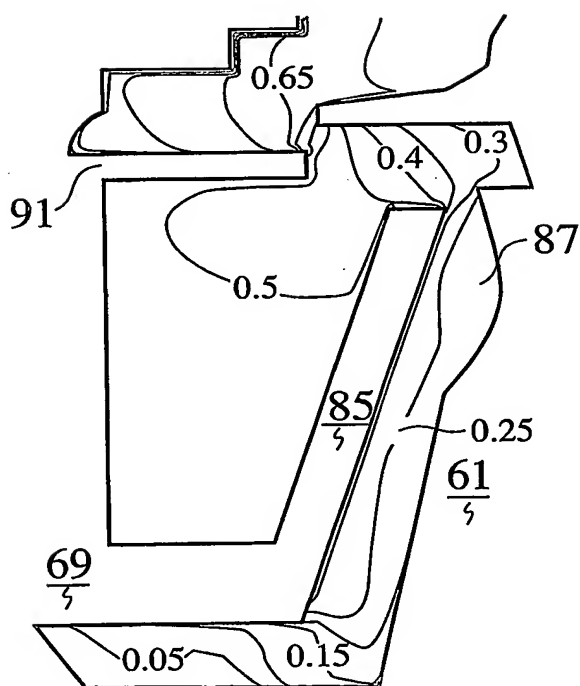
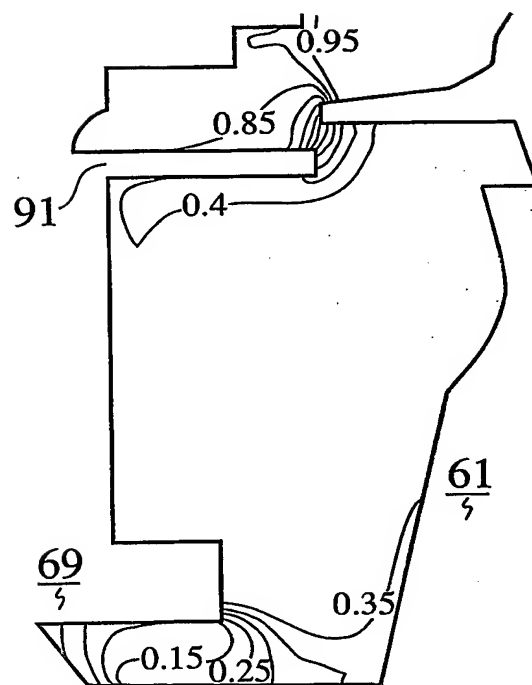


FIG. 3B



4/6

FIG. 4B

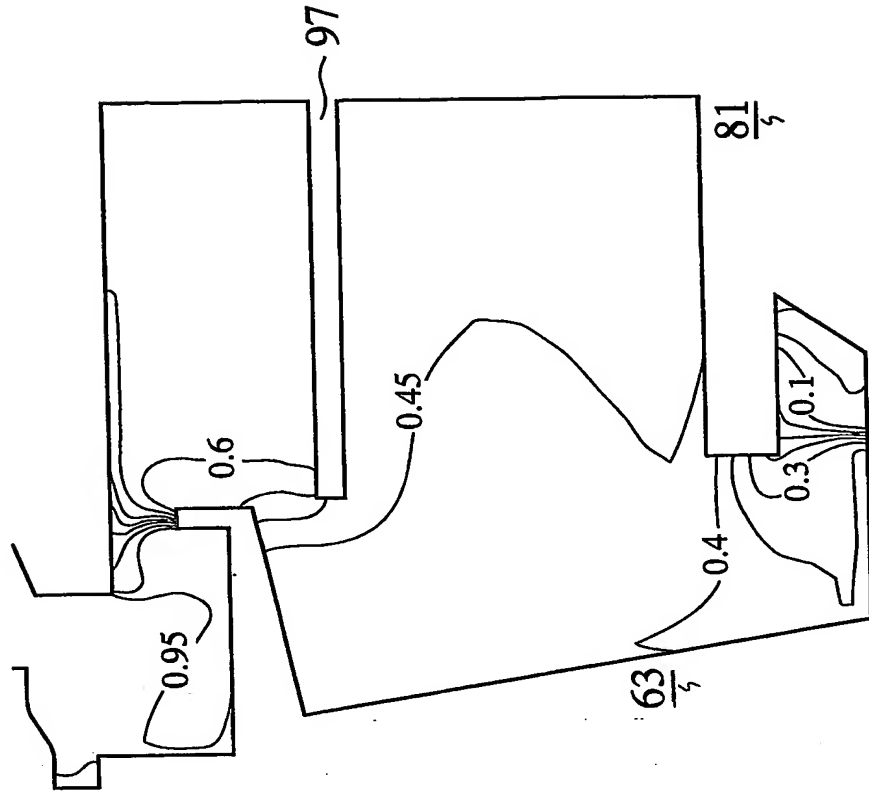
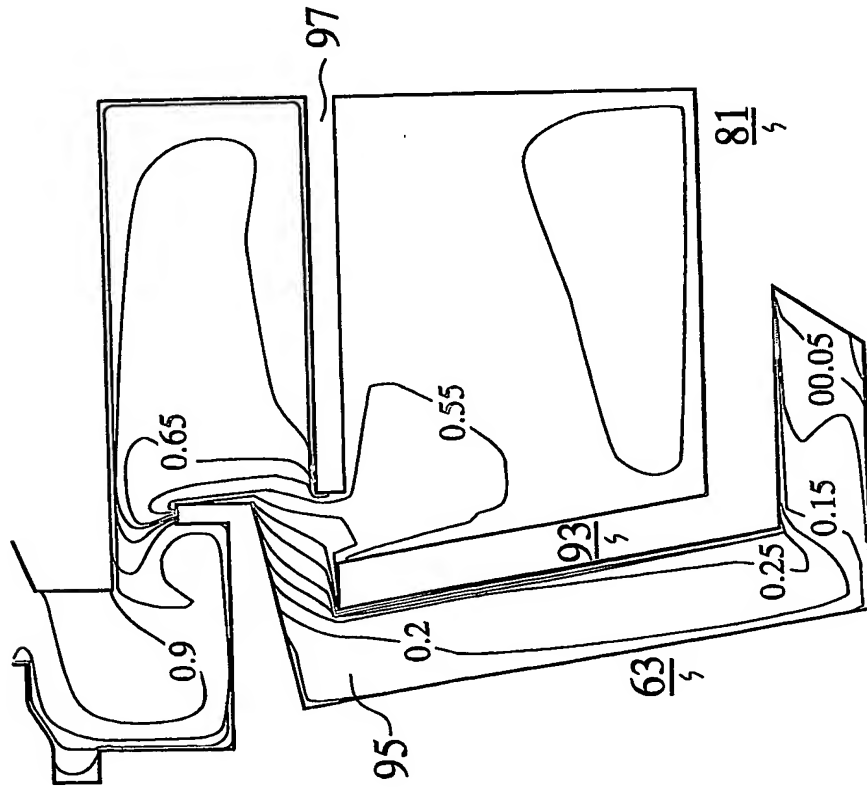
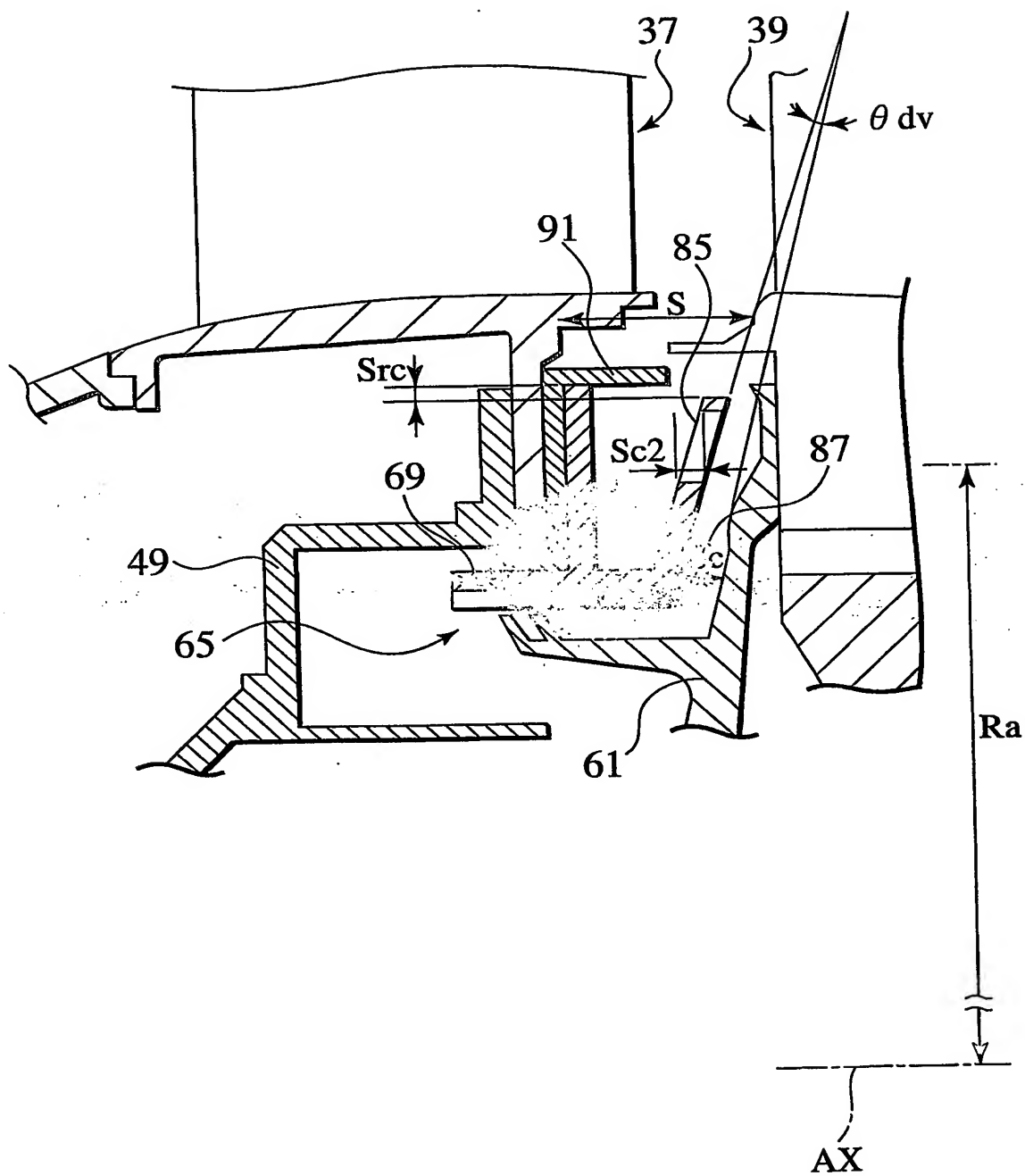


FIG. 4A

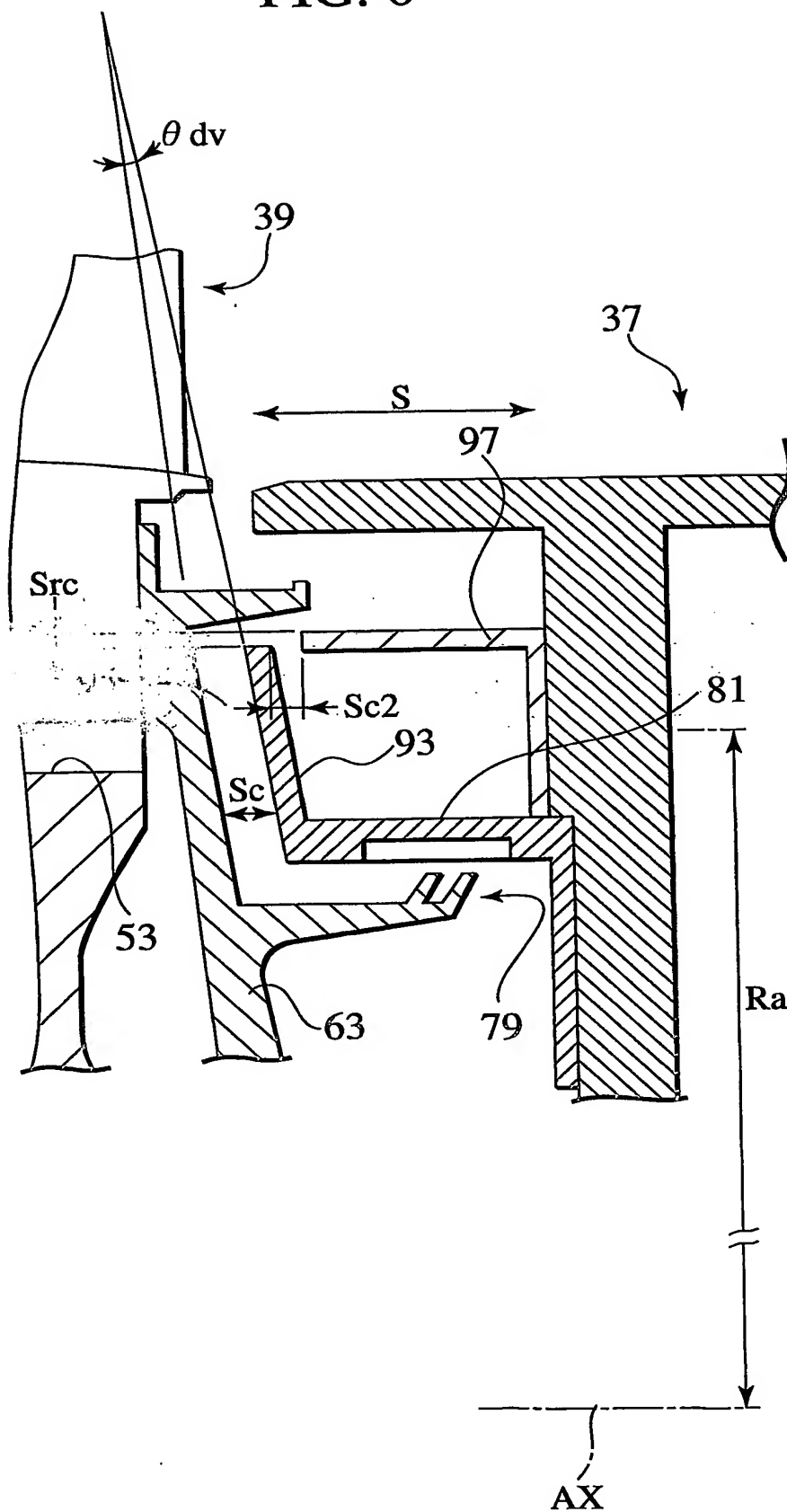


5/6

FIG. 5



6/6
FIG. 6



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/JP03/02556

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

Int.Cl⁷ F01D5/08, F01D11/02, F02C7/18, F02C7/28

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

Int.Cl⁷ F01D5/08, F01D11/02, F02C7/18, F02C7/28

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Jitsuyo Shinan Koho	1922-1996	Jitsuyo Shinan Toroku Koho	1996-2003
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2003	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2003

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X A	JP 11-36802 A (Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.), 09 February, 1999 (09.02.99), Figs. 1, 8 (Family: none)	1, 2 3-8
A	EP 1205634 A (GENERAL ELECTRIC CO.), 15 May, 2002 (15.05.02), Figs. 1, 9 & US 6402471 B & JP 2002-201906 A & BR 105005 A & CA 2359291 A	1, 2 3-8
X A	JP 2000-204904 A (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.), 25 July, 2000 (25.07.00), Par. Nos. [0002] to [0010]; Fig. 2 (Family: none)	1, 2 3-8

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C. ☐ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"E" earlier document but published on or after the international filing date	"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)	"&" document member of the same patent family
"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means	
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed	

Date of the actual completion of the international search
04 June, 2003 (04.06.03)

Date of mailing of the international search report
17 June, 2003 (17.06.03)

Name and mailing address of the ISA/
Japanese Patent Office

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP03/02556

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 4425079 A (Rolls-Royce Ltd.), 10 June, 1984 (10.06.84), Full text; all drawings & GB 2081392 A & FR 2490722 A & DE 3130573 A & JP 57-116102 A	1-8
A	US 5967745 A (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.), 19 October, 1999 (19.10.99), Full text; all drawings & JP 10-259703 A & DE 19811294 A & CA 2229883 A	1-8
A	DE 19931763 A (Rolls-Royce Deutschland GmbH), 11 January, 2001 (11.01.01), Fig. 2 (Family: none)	1-8
A	WO 95/30071 A (United Technologies Corp.), 09 November, 1995 (09.11.95), Fig. 1 & US 5522698 A & EP 757750 A & DE 69504053 C & JP 9-512607 A	1-8

A. 発明の属する分野の分類 (国際特許分類 (IPC))

Int. Cl⁷ F01D 5/08, F01D 11/02, F02C 7/18, F02C 7/28

B. 調査を行った分野

調査を行った最小限資料 (国際特許分類 (IPC))

Int. Cl⁷ F01D 5/08, F01D 11/02, F02C 7/18, F02C 7/28

最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの

日本国 実用新案公報	1922 - 1996 年
日本国 公開実用新案公報	1971 - 2003 年
日本国 実用新案登録公報	1996 - 2003 年
日本国 登録実用新案公報	1994 - 2003 年

国際調査で使用した電子データベース (データベースの名称、調査に使用した用語)

C. 関連すると認められる文献

引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求の範囲の番号
X A	JP 11-36802 A (石川島播磨重工業株式会社), 1999.02.09, 図1, 図8 (ファミリーなし)	1, 2 3-8
X A	EP 1205634 A (GENERAL ELECTRIC COMPANY), 2002.05.15, 図1, 図9 &US 6402471 B &JP 2002-201906 A &BR 105005 A &CA 2359291 A	1, 2 3-8
X A	JP 2000-204904 A (三菱重工業株式会社), 2000.07.25, 段落002~010, 図2 (ファミリーなし)	1, 2 3-8

☒ C欄の続きにも文献が列挙されている。☐ パテントファミリーに関する別紙を参照。

* 引用文献のカテゴリー

「A」 特に関連のある文献ではなく、一般的な技術水準を示すもの
「E」 国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの
「L」 優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献 (理由を付す)
「O」 口頭による開示、使用、展示等に言及する文献
「P」 国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願

の日の後に公表された文献

「T」 国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの
「X」 特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの
「Y」 特に関連のある文献であって、当該文献と他の1以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの
「&」 同一パテントファミリー文献

国際調査を完了した日

04.06.03

国際調査報告の発送日

17.06.03

国際調査機関の名称及びあて先

日本国特許庁 (ISA/JP)

郵便番号100-8915

東京都千代田区霞が関三丁目4番3号

特許庁審査官 (権限のある職員)

鈴木 貴雄



3T 9523

電話番号 03-3581-1101 内線 3393

C (続き) . 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求の範囲の番号
A	US 4425079 A (Rolls-Royce Limited) , 1984.06.10, 全文, 全図 &GB 2081392 A &FR 2490722 A &DE 3130573 A &JP 57-116102 A	1-8
A	US 5967745 A (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.) , 1999.10.19, 全文, 全図 &JP 10-259703 A &DE 19811294 A &CA 2229883 A	1-8
A	DE 19931763 A (Rolls-Royce Deutschland GmbH) , 2001.01.11, 第2図 (ファミリーなし)	1-8
A	WO 95/30071 A (UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION) , 1995.11.09, 第1図 &US 5522698 A &EP 757750 A &DE 69504053 C &JP 9-512607 A	1-8

**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning
Operations and is not part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ **BLACK BORDERS**
- ☐ **IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**
- ☒ **FADED TEXT OR DRAWING**
- ☐ **BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING**
- ☐ **SKEWED/SLANTED IMAGES**
- ☐ **COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS**
- ☐ **GRAY SCALE DOCUMENTS**
- ☐ **LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT**
- ☐ **REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY**
- ☐ **OTHER:** _____

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.